

# 能代宇宙イベント報告書項目

MII Cansat-Rocket Collaboration Project



## 1. 実験目的

学生ハイブリッドロケットの輸送機としての性能向上

## 2. 実験概要

### 2.1. 学生ハイブリッドロケットの最高到達高度を更新する

本プロジェクト目的を達成するための、「技術的側面からのアプローチ」にあたる。国内学生団体によるハイブリッドロケット最高到達高度の更新を狙う。打上げ実験の到達高度として、現状の最高到達高度を更新するために、1,300 m より高くロケットを飛翔させる。

### 2.2. ペイロードとして缶サットを搭載し、上空で放出する

本プロジェクト目的を達成するための、「他分野交流の側面からのアプローチ」にあたる。「輸送機としてのロケット」を謳う以上、ペイロードの搭載は不可欠である。このロケットはオープンクラス（ $\Phi 150\text{mm}$ ，高さ 300mm，重量 1kg）以内に収まるサイズの缶サットを搭載し、これを上空まで輸送・放出する。従って、機体には缶サットを上空で放出するための機構を設ける。缶サットのミッションに関しては、『ロケットが最高到達点に到達後分離し、その後着水したロケットの近くまで戻る』とする。

### 2.3. 飛翔中の機体周りの流れを計測する

本プロジェクト目的を達成するための、「技術的側面からのアプローチ」にあたる。ロケットはペイロードを安全に輸送しなければならない。そのために、ロケット機体飛翔中の周囲流体の挙動を把握し、ペイロードの「乗り心地」について解析する。本プロジェクトでは、ペイロードの「乗り心地」を示すパラメータとして、ロケット内部の音響、振動、加速度、温度、ジャイロ、気圧変化を取得する。また本プロジェクトにおいては、ロケット機体内部だけではなく、フィン表面の温度、フィンの全圧を計測する事でフィン周りの流体挙動を明らかにする。

### 3. 実験結果

表 3.1 打上げ実験結果まとめ

日時	2014 年 8 月 21 日 午前 9 時 00 分 JST
使用ランチャ	10 m ランチャ(秋田大学所有)
飛行	弾道飛行
ランチャの離脱	○
1 段目分離機構の開傘	×
2 段目分離機構の開傘	×
データの回収	×

#### 3.1.燃焼(GSE, エンジン)

燃焼班は 4 時に射場に入り、GSE を共有している秋田大学学生宇宙プロジェクト(ASSP)の燃焼班と共に GSE 敷設を行った。先に ASSP のロケットが打上げられ、その後、一部配管の組み換えを行った。打上げ約 5 分前に点火シーケンスを開始し、初めに配管冷却を行った。配管冷却後、 $N_2O$  の本充填を開始した。本充填開始 2 分 55 秒後に充填が確認され点火カウントダウンに移行した。9 時 00 分に本プロジェクトのロケットに点火した(図 3.1.1)。点火から約 3 秒後に本燃焼が開始され、ロケットはランチャを脱出した。追跡動画や当日の目視からロケット飛翔中のエンジンに対する大きな異常燃焼は確認されなかった。ロケットは弾道飛行し、点火約 30 秒後に着水した。回収後ロケット後部を確認したところエンジンマウントの一部が焼損していた(図 2)。エンジンを確認したところ、ノズルが脱落していた(図 3.1.3)。本プロジェクトで使用した HyperTEK M1001 型エンジンは燃焼終了直後に鳴きの現象が確認されている。これは、燃焼室内での気中振動が原因と考えられる。打上げ実験の際も点火から約 13 秒後にこの現象が確認され、燃焼実験時にもこの現象が点火



図 2 燃損したエンジンマウント



図 3.1.2 燃損したエンジンマウント



図 3.1.3 脱落したノズル部

後約 12 秒後に確認されている．このことからノズルの脱落は燃焼終了後に生じており，エンジンとしての性能には影響がなかったと考えられる．

エンジンの燃焼実験と打上げ実験の燃焼前後燃料質量を比較したものを表 3.1.1 に示す．表 3.1.1 内項目「打上げ実験」は回収した状態で測定した質量であり，脱落したノズルの質量は考慮していない．「打上げ実験(ノズル質量加算)」は，ノズル形状を図 3.1.4 の寸法，材質を一般的なグラファイト(密度：1.8 g/cm<sup>3</sup>)<sup>1)</sup>と仮定したノズルの質量(57.75g)を燃焼後質量に加算したものである．ノズル寸法は正常燃焼したエンジンの切断図(図 3.1.7)からおおよその寸法を測定した．表 3.1.1 から燃焼前質量は誤差 1 %以内であるにもかかわらず，燃焼後質量及び燃焼質量共に約 17 %の誤差が生じている．これは打上げ中の加速度の影響に

よりインジェクター出口における軸方向酸化剤流速が増加することが要因だと考えられる。HyperTEK M1001 型エンジンは酸化剤旋回流型インジェクターを採用している(図 3.1.5)。酸化剤旋回流型インジェクターの形状スワール数  $S_g$  は式(1)で表すことができる 2)。

$$S_g = \frac{v_{\theta_o}}{v_{x_o}} \quad \text{式(1)}$$

$v_{\theta_o} (m/s)$ :インジェクタ出口における半径方向酸化剤流速

$v_{x_o} (m/s)$ :インジェクタ出口における軸方向酸化剤流速

ロケット打上げ中にかかる加速度が主に軸方向であることを考えると、 $v_{x_o}$ が大きくなることで  $S_g$  が減少、このことより燃料後退速度が減少し燃焼質量に誤差を生じさせたものと考えられる。

表 3.1.1 燃焼実験及び打上げ実験の燃焼前後燃料質量比較

	燃焼実験	打上げ実験	打上げ実験 (ノズル質量加算)	誤差
燃焼前質量(g)	1467.10	1469.07	1469.07	0.13(0.13)%
燃焼後質量(g)	730.29	797.60	855.35	9.22(17.12)%
燃焼質量(g)	736.81	671.47	613.72	8.87(16.71)%

※誤差の0内は燃焼実験と打上げ実験(ノズル質量加算)の誤差を示す

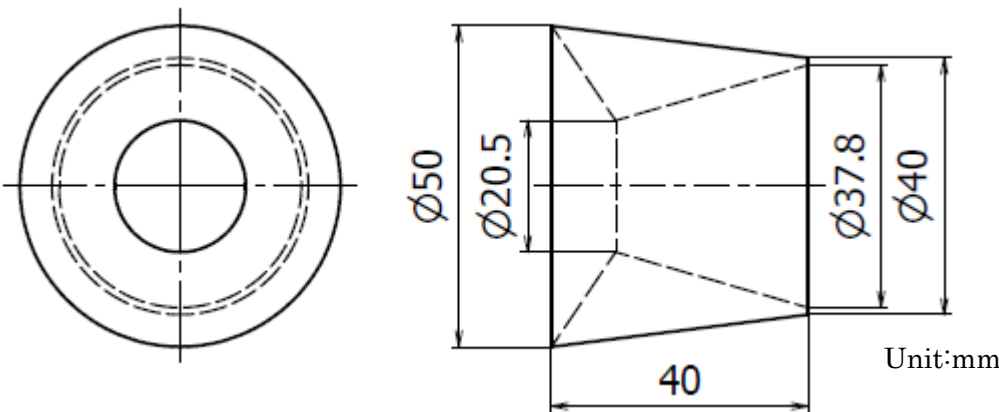


図 3.1.4 仮定したノズル寸法

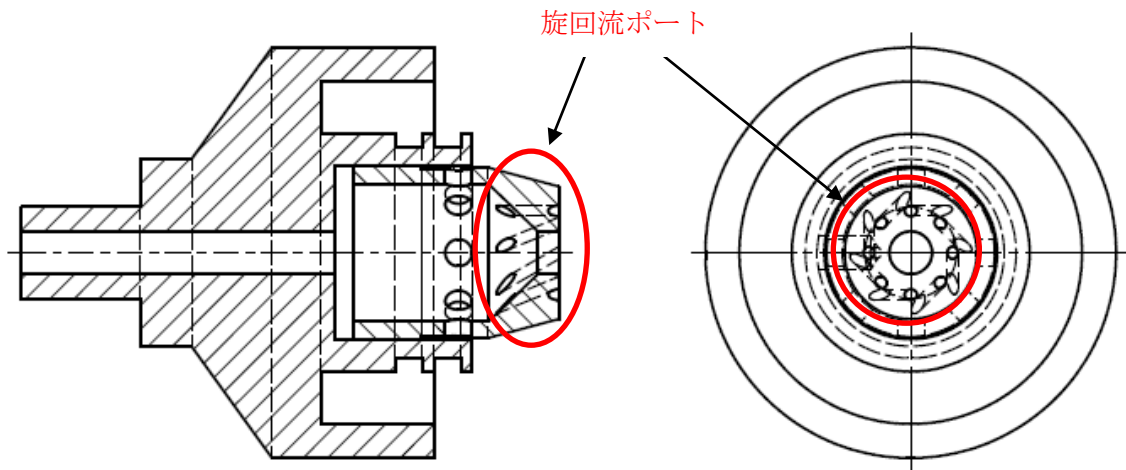


図 3.1.5 酸化剤旋回流型インジェクター

HyperTEK M1001 型エンジンのノズル脱落は本打上げが初めてではなく、過去にも九州工業大学の有翼ロケット”WIRES”においても発生している。また、HyperTEK J 型クラスのエンジンでアルミ粉末を加えた FX シリーズでも同様のトラブルが発生している。燃焼前のグレイン分切断図を図 3.1.6、正常燃焼したグレインの切断図を図 3.1.7、九州工業大学のノズルが脱落したグレインの切断図を図 3.1.8、本打上げ実験で使用したグレインの切断図を図 3.1.9 に示す。各切断図のボイドが確認できる箇所を赤丸で示す。図 6 から燃焼前グレインに若干のボイドが確認できる。図 3.1.7 と図 3.1.8、3.1.9 を比較するとノズルが脱落したグレイン(図 3.1.8、3.1.9)の方が正常燃焼したグレイン(図 3.1.7)よりボイドが多く確認される。また燃焼壁にも凹凸が確認され、周方向及び軸方向全域にボイドがあったのではないかと考えられる。いずれの事例もノズル脱落の要因となるようなシーケンス上のミスは報告されておらず、ランチシステム取り付け方法や点火方法等も製造元である Cesaroni Technology 社が発行しているマニュアル通りである<sup>3)</sup>。これらのことから本プロジェクトを含めた一連のノズル脱落事例は製造方法に要因があると考えられる。

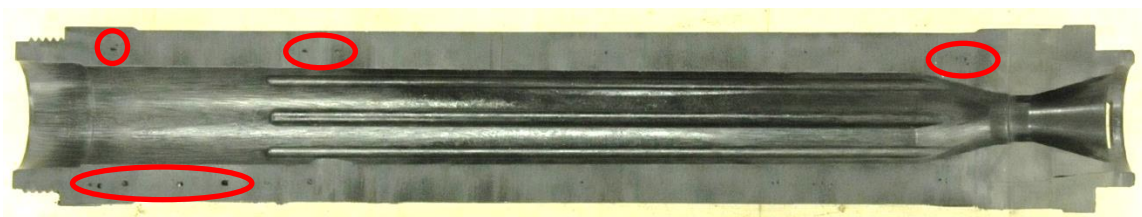


図 3.1.6 燃焼前グレイン切断図



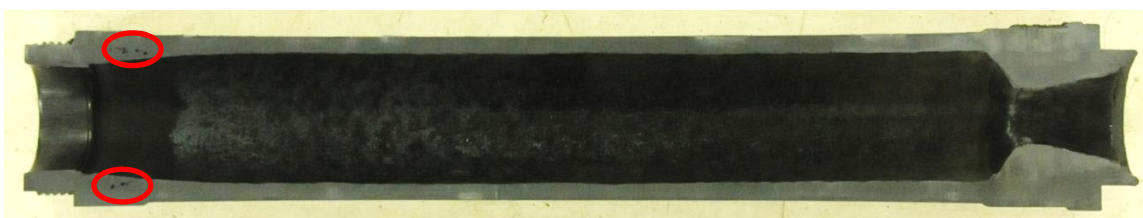


図 3.1.7 正常燃焼後グレイン切断図

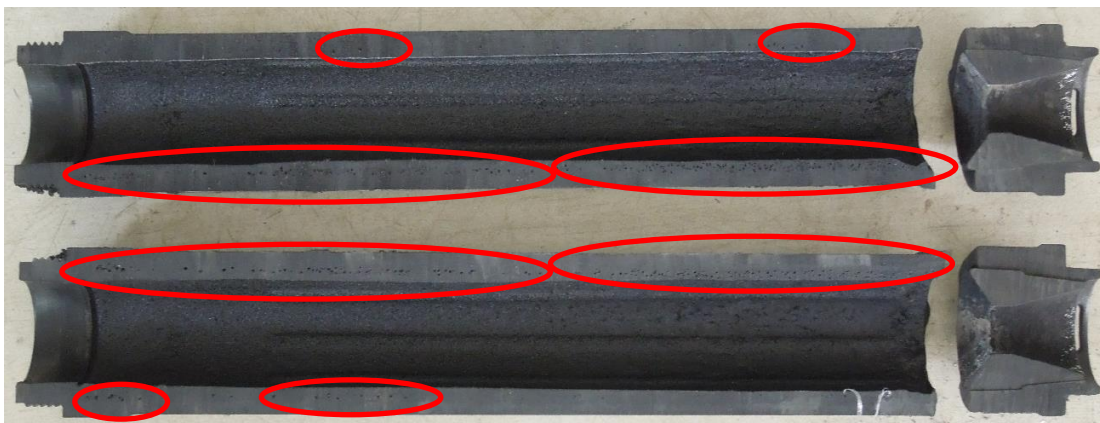


図 3.1.8 ノズルが脱落したグレイン切断図(九州工業大学)

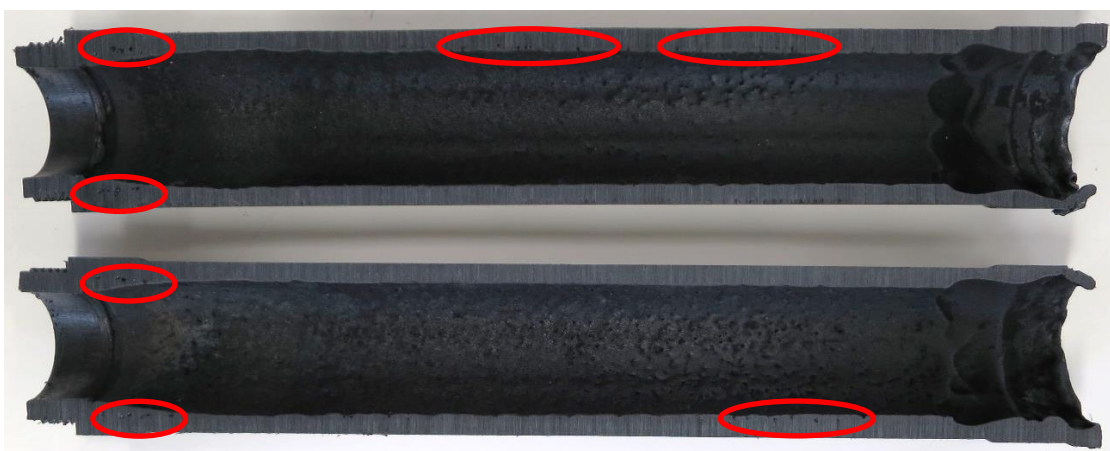


図 3.1.9 ノズルが脱落したグレイン切断図(本プロジェクト)

#### 参考文献

<sup>1)</sup>新日本テクノカーボン株式会社ホームページ：

<http://www.technocarbon.co.jp/index.shtml>

<sup>2)</sup>白石 紀子”酸化剤旋回型ハイブリッドロケットエンジンのエンジン性能パラメータの時間変化の予測に関する研究” 首都大学東京機関リポジトリ，平成 24 年度博士論文

<sup>3)</sup>HyperTEK, The easiest access of them all：

<http://www.hypertekhybrids.com/manual.pdf>

## 3.2. 機体(構造・空力)

### 3.2.1. 構造

＜打上げ実験の予測＞

本プロジェクトで製作したロケット寸法、重量配分、および諸元は以下の通りである。

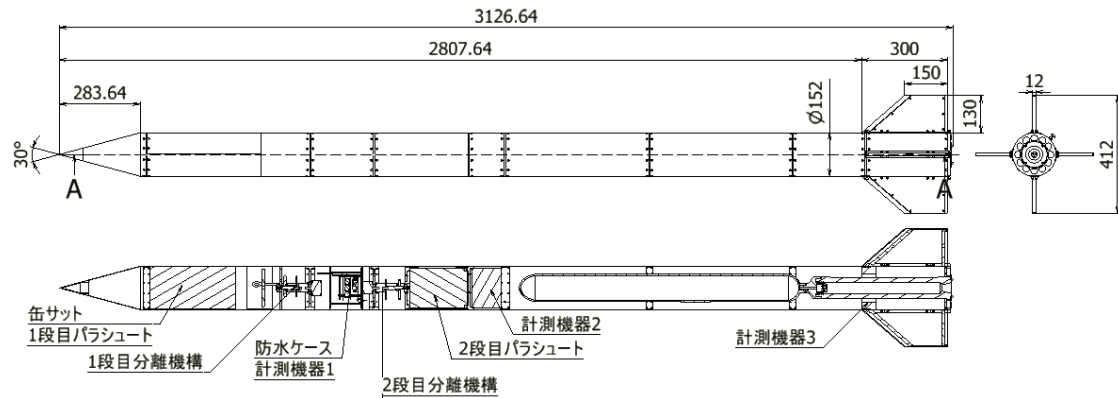


図 3.2.1 機体寸法図

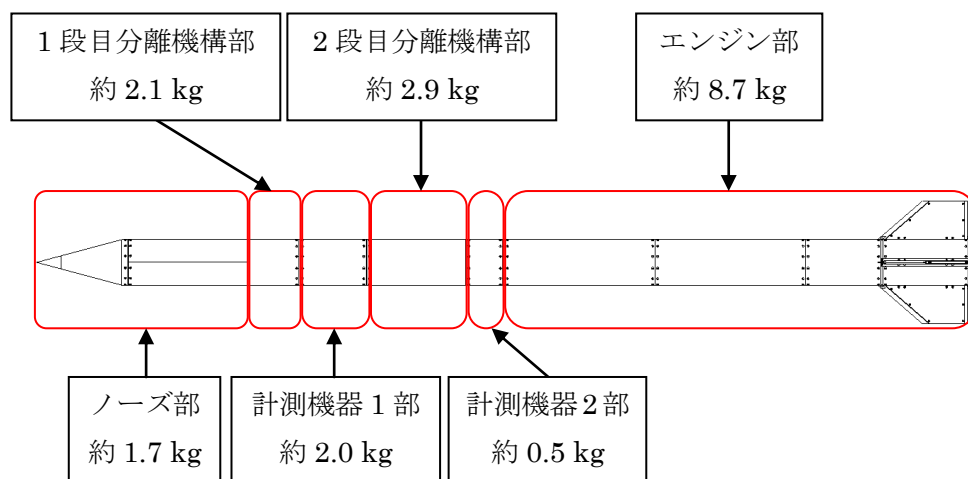


図 3.2.2 機体各部の重量配分

表 3.2.1 機体諸元

全長	[mm]	3,126
直径	[mm]	152
重量(酸化剤非充填)	[g]	17,947
重力中心位置(酸化剤非充填)	[mm]	1,715
重力中心位置(酸化剤充填)	[mm]	1,855
圧力中心位置	[mm]	2,329
使用モータ		HyperTEK M1001
目標到達高度	[mm]	2,000

ここでロケットが受ける荷重および振動から機体本体を保護するために、以下の項目について検討を行った。

### エンジン固定方法

エンジンが脱落する可能性があるのは、パラシュート開傘によるオープニングショックが発生したときである。オープニングショックを 50 G と仮定し、各部強度を評価する。燃焼終了後のエンジンの重量(タンク重量込み)、耐荷重 50 倍に耐えられるための構造を検討した。ここでは、エンジンがエンジンプレートを脱落する力と、クロージャーを締結するネジの破壊応力から耐えられるかどうかを判断するが、ネジの有効長さ、ピッチ、せん断応力をネジ 1 つ 1 つから計算して求めた。結果、図 3.2.3 に示す M4 ネジを 4 つ用いることで十分な強度を有することが計算により確認されたため、本プロジェクトではこの設計で問題ないとした。

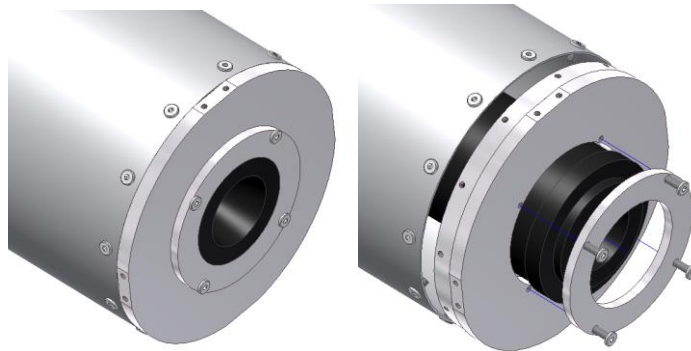


図 3.2.3 エンジンマウントの構造

### オープニングショック

オープニングショックは開傘時重量の 50 倍とする。一段階目開傘時の重量は 18 kg であるので、その 50 倍である 900 kgf が一段階目のオープニングショックによる荷重である。また二段階目開傘時の重量は 11 kg であるので、その 50 倍である 550 kgf がオープニングショックによる荷重である。この衝撃に耐えるために、1 段階目、2 段階目各分離機構とパラシュートの間にショックコードを用いた。構造は以下の通りである。



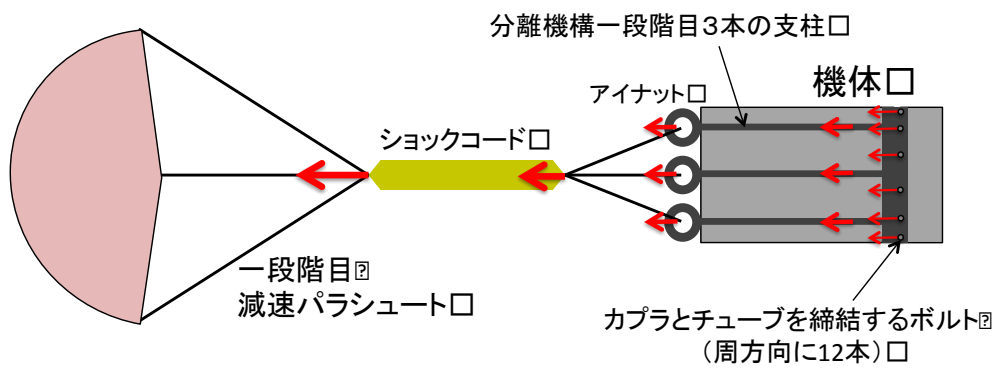


図 3.2.4 パラシュート 1 段階目展開時の荷重伝達経路

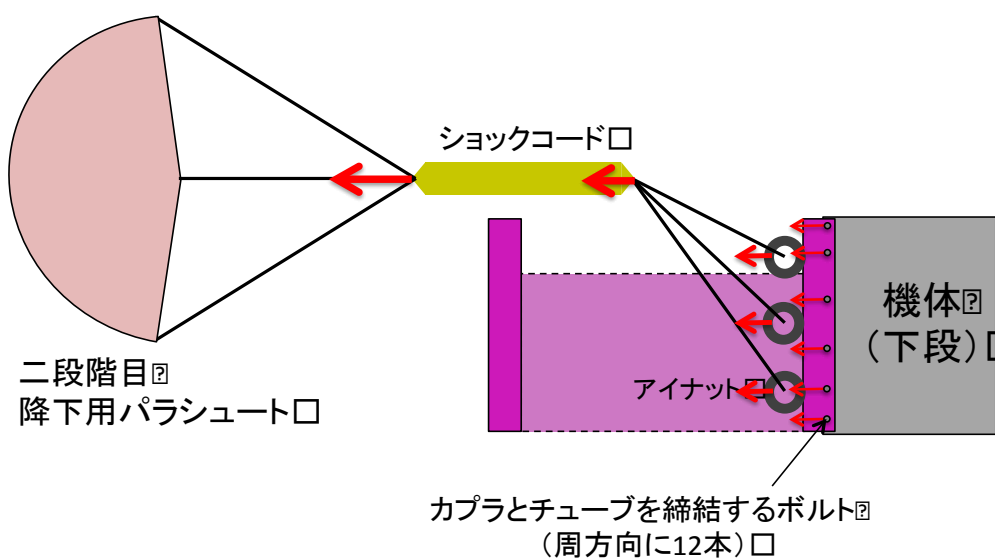


図 3.2.5 パラシュート 2 段階目展開時の荷重伝達経路

ショックコードはミシンで 2 枚の布を縫い合わせる方式を東海大 SRP 様よりご教示頂いた。実際にそれぞれのパラシュートが解散するときに係ると想定される重量を用いてショックコードの縫い方及び布の長さの検証を繰り返すことで、十分に耐えられるショックコードで打上げ実験当日に臨むことが出来た。

#### <結果>

まず、実際に完成したロケットの機体を図 3.2.6 に示す。



図 3.2.6 ロケット完成図

本プロジェクトでは、パラシュートが開傘せず弾道落下をしてしまった。その結果、エンジンより上側半分を消失してしまった。また、落下により衝撃から、エンジン上部に設けた 5 mm 程度の厚さを要するアルミ材のカプラーをエンジンタンクが突き破ることとなった。その様子を以下の図 3.2.7 に示す。ロケット機体から分離機構の一部が離脱するまでは、撮影した画像から特に異常は見られておらず正常に飛行していたために、構造の荷重に対する計算および評価が妥当であったと考えられる。



図 3.2.7 エンジン上部のアルミ材カプラーの破損状況

### 3.2.2.空力

<打上げ実験の予測>

本プロジェクトにおいて, 時間 vs 速度および速度 vs 姿勢角の関係を計算し以下の図 3.2.8, 図 3.2.9 に示す. また計算条件は以下の通りである.

風向	追い風(165 度 : 東 0 度, 北 90 度)
風速	3 m/s
仰角	75 度

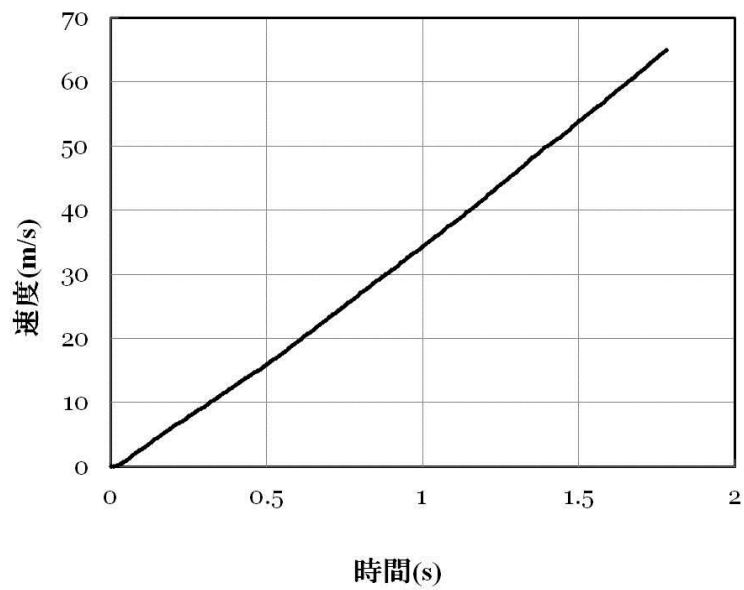


図 3.2.8 ロケットの速度と時間の関係

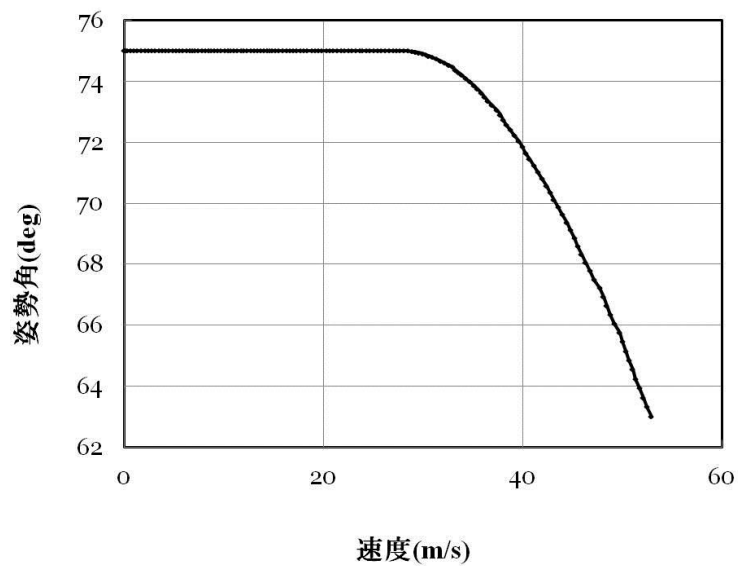


図 3.2.9 ロケットの姿勢角と速度の関係

このことから、ランチャ離脱までにはおおよそ 0.7~0.8 秒程度要するため、離脱時にロケットは 28 m/s 程度になると考えられる。この時のロケット姿勢角は仰角と等しい 75 度を維持していることから、安定した姿勢でランチャを離脱できる計算結果を得た。また打上げ実験における弾道落下分散は以下図 3.2.9 で示す青色の枠線内に収まる結果となった。

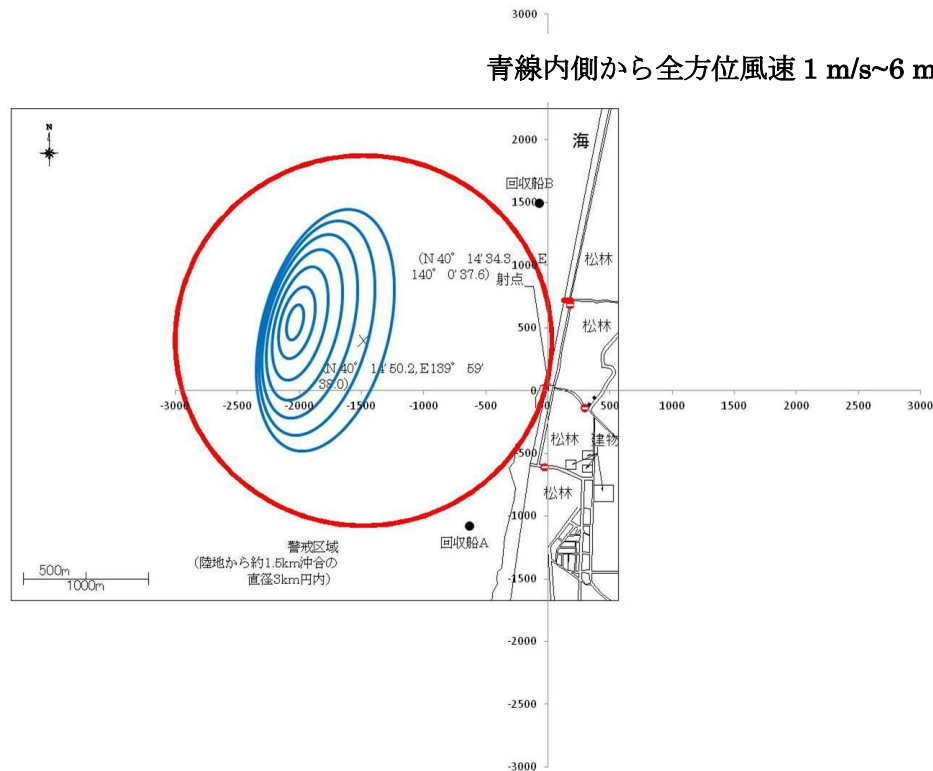


図 3.2.9 ロケット弾道落下分散範囲予想図

#### <結果>

本プロジェクトは結果として弾道飛行となった。落下位置はテトラポットが並ぶ海岸から 1000 m に達しない距離であったため、予測した範囲から外れることとなった。これは、飛翔中にノーズが離脱したためにシミュレーション条件とはことなる状態になったためと考えられる。ただ、ロケットがランチャを離脱する際は安定した角度を有していたため、本シミュレーションの妥当性が示された。今後ハイスピードカメラで撮影された画像を用いて、事前に予測した離脱速度と実験当日の離脱速度を比較しシミュレーション精度のさらなる向上に努める。

### 3.3. 分離機構

#### 打上げ実験の予測

##### ・一段目

図 3.1.1 に一段目分離機構の外観を、また図 3.1.2 にロック機構のメカニズムを模式的に示す。最高到達高度付近においてロック機構を解除、(1-C) をバネの力で押し出し、ノーズコーンを機

体の進行方向に飛ばすことで展開する。展開時には、ノーズコーンが機軸と直角方向に分裂する。図 3.1.3 に一段目展開のメカニズムを模式的に示す。ノーズチューブはボディチューブとの接続部分で外径が一回り小さくなっている（ボディチューブおよびノーズチューブ外径 152 mm，ノーズチューブの接続部の外径 150 mm）。また，ノーズチューブの片方には金属フックが取り付けられており，これをもう片側のノーズ先端に取り付けられているチューブに引っ掛けることで固定する。上述したロック機構を解除すると，（1-C）がバネの力で押し出され，図 3.1.3 中緑の矢印の方向にスライドしノーズチューブの接続部をボディチューブ外へ押し出すことで，ノーズコーンが分離する。

当初，分離のタイミングは，気圧センサによるロケットの飛行軌跡の頂点検出で計る予定であった。しかし，気圧計の不調により，冗長系として準備していたタイマーによる時限式分離に変更した。

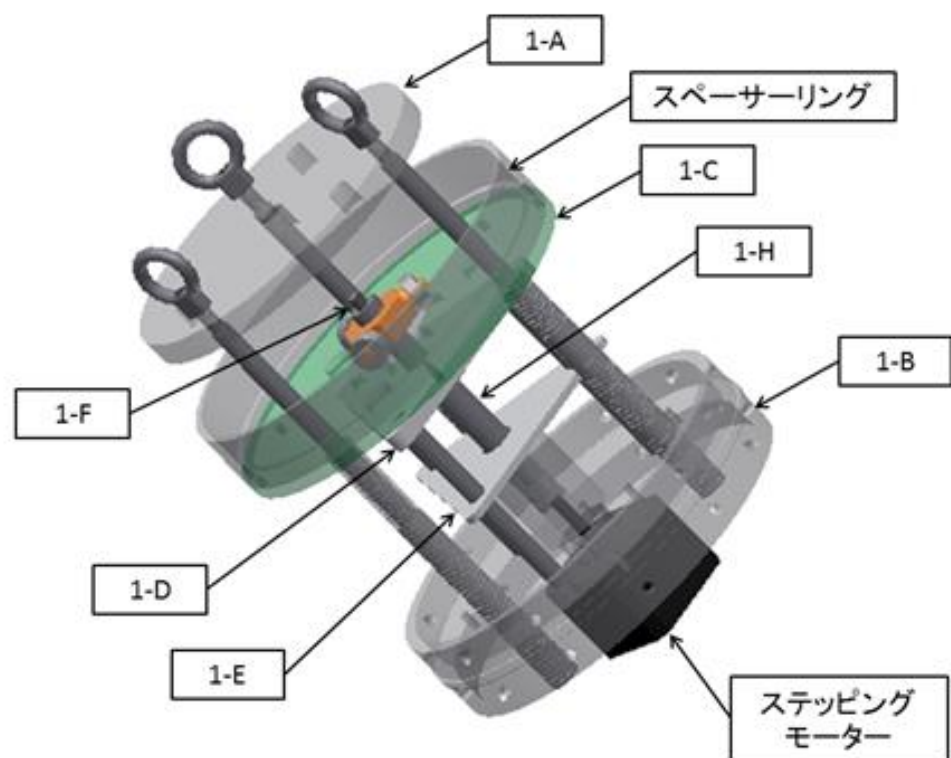


図 3.3.1 一段目分離機構外観

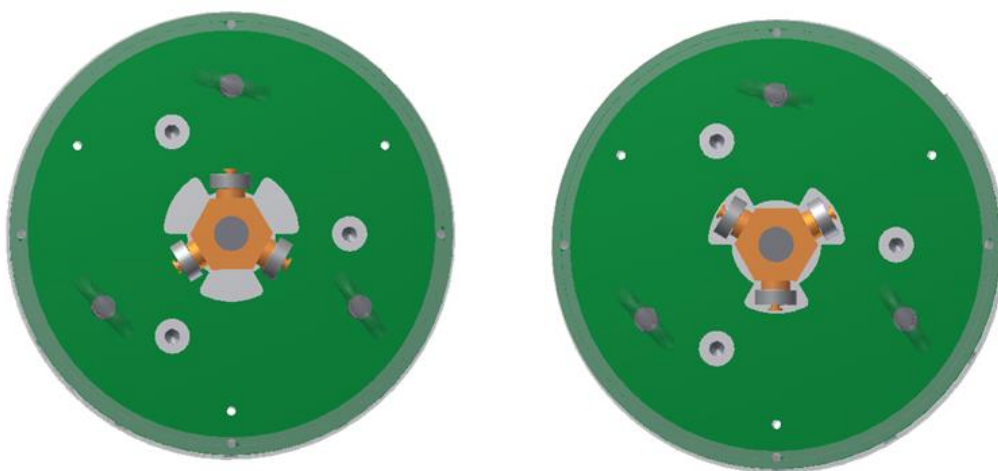


図 3.3.2 ロック機構のメカニズム (左：ロック時 右：解除時)

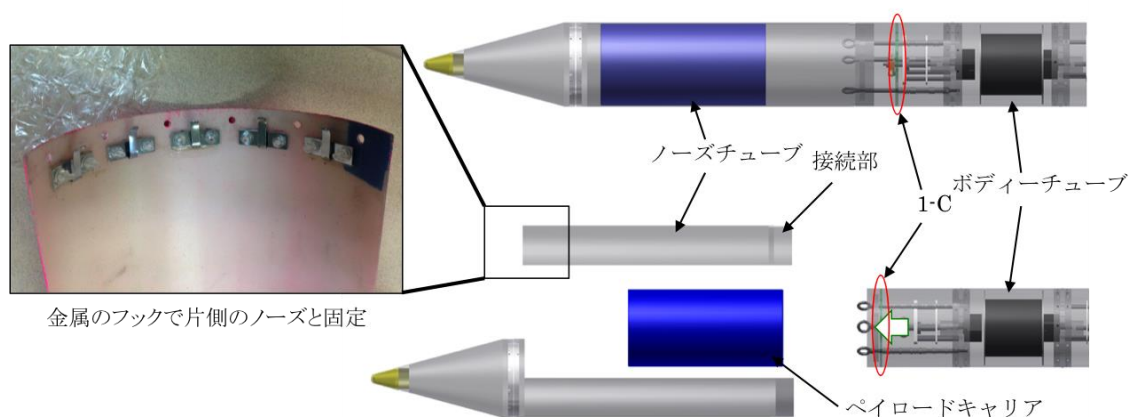


図 3.3.3 一段階目の展開 (上：展開前 下：展開後)

#### ・二段目

図 3.1.4 に二段目分離機構の外観を示す。一段階目分離後、機体が高度 200 m 付近にまで降下したタイミングで分離する。一段階目と同様に、当初の高度検知方式を変更し、タイマーにより分離信号を送信することとした。図 3.1.5 に二段目の展開の模式図を示す。

二段目分離の直前は、一段目に展開したパラシュートによって機軸上方向に力が働き、機体は下段を下にしてほぼ垂直な姿勢で降下していると予測される。2-D, 2-A, 2-B から構成されるロケット上段と下段の接続部 (図 5 中紫色部分) は、分離前は 2-A が 2-G によって把持されている。二段階目分離時、2-G が回転しロックを解除すると、上段はパラシュートによって上方向に力が加わり、上段と下段の重量差によって下段を落下させる。こうして下段を分離した後、上段と下段の接続部であった (2-D) の蓋が開き、(2-D) 内部のパラシュートを放出、展開する。



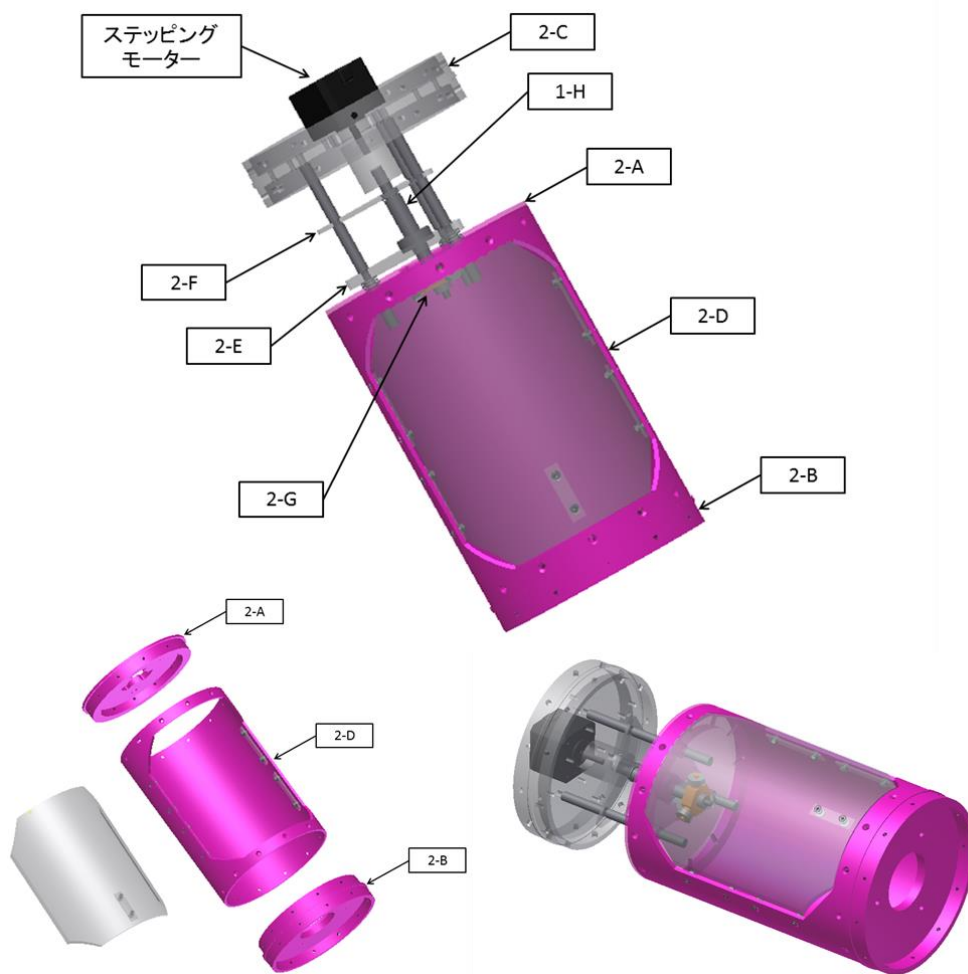


図 3.3.4 二段目分離機構外観

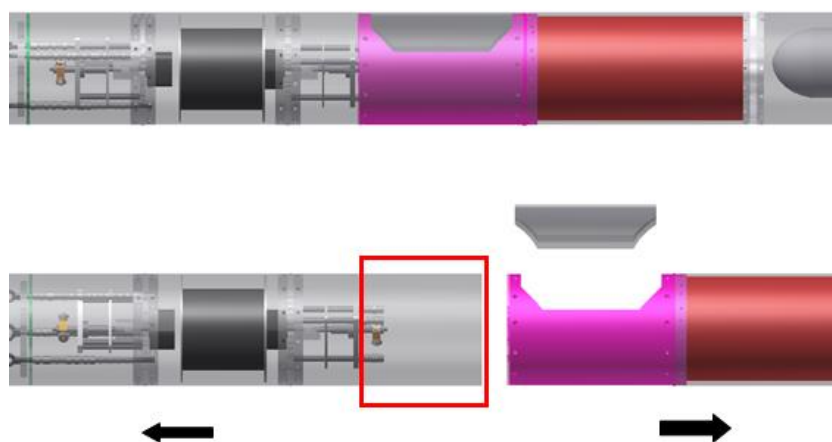


図 3.3.5 二段階目の分離（上：展開前 下：展開後）

## 結果

### ・一段目

機体上昇中にノーズコーンが脱落し、一段目パラシュートおよび Cansat が放出された。  
この際パラシュートは、想定を超えたオープニングショックによりロケットから脱離した。

### ・二段目

一段目パラシュートが展開しなかったことにより、機体がノーズコーン側を下向きとして弾道落下した。そのため二段目分離機構は展開しなかった。

## 失敗の原因、解決策

### ・一段目

#### 【原因】

機体が飛翔中に頭を振るような運動をし(図 3.1.6), 遠心力によりノーズコーンに外側向きの力がかかった。これにより片側のノーズの固定に使っていた金属のフック (図 3.1.3) が変形, または破壊を起こし, わずかにすきまができた瞬間に一気に空気がノーズ内部に流入し, ノーズ部分全体の破壊につながったと考えられる(図 3.1.7, 図 3.1.8)。

ノーズを押し出す機構自体は、回収に失敗したため、正常に作動したかどうか分からない。

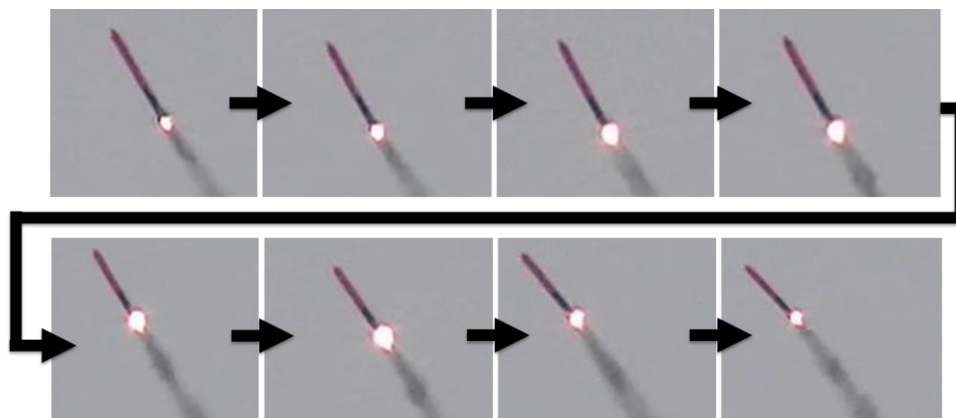


図 3.3.6 飛翔中、首振り運動の様子

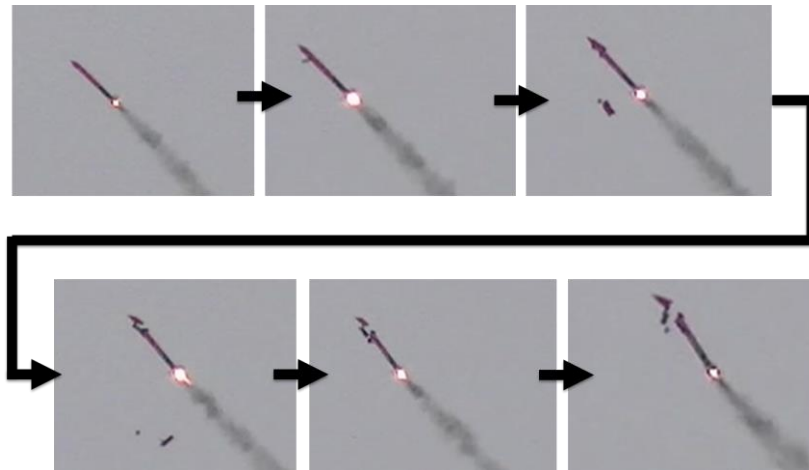


図 3.3.7 ノーズ脱落の様子

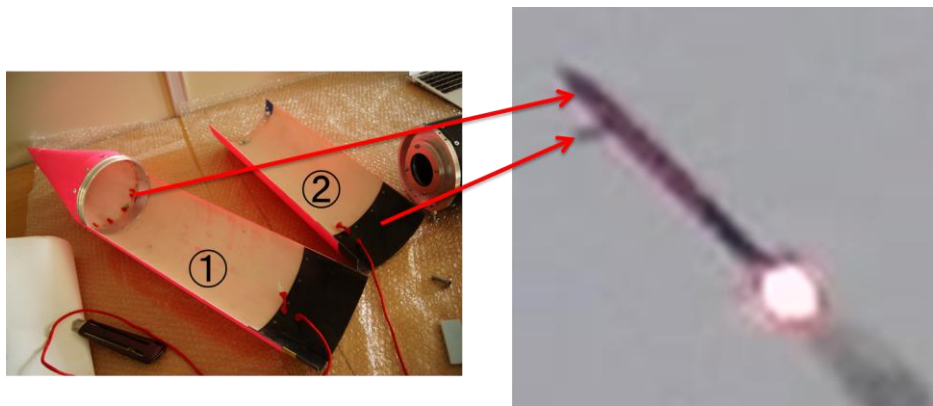


図 3.3.8 ノーズ脱落時拡大図（フックのついた②が先に脱落している）

#### 【解決策】

1. 前方から空気があたった時、ノーズが開かない方向に力がはたらくように空気の流れを誘導する。
2. ノーズ固定部分の部品の剛性を高めるため、材料や構造に工夫を施す。

#### ・二段目

#### 【原因】

二段目の分離機構は機体の姿勢に大きく依存するシステムであった。頂点付近で一段目パラシュートが展開した後、エンジンマウントが下向きになるような姿勢を想定していたが、一段目パラシュートが上昇中に展開してしまい、機体が弾道飛行をしてしまったため失敗した。一段目が展開しないような場合でも機体の回収率を高めるには、機体の姿勢に依存しない展開システムを開発しなければならなかった。

#### 【解決策】

機体の姿勢に依存しないシステムとして、扉式などが考えられるが、その場合は機体の構造強度も十分に考慮し検討をする必要がある。または、仕組みとしては今回と同様のものとして、これを姿勢に頼らずアクティブに分離させるという方法もある。この場合はバネや圧縮ガス等が利用できるのではないかと考える。

### 3.4 搭載計器

#### <概要>

今回の打上実験に際し、搭載予定であった計器諸元を表 3.4.1、表 3.4.2 に示す。当初、分離回路、テレメータ回路、フィン周り計測回路を搭載する予定であった。しかし、分離回路のセンサ読み出し部分の不具合により急遽フライトピン検知によるタイマーにより時限式分離のみの動作に変更を行った。フィン周り計測回路は開発スケジュールの遅れにより搭載を断念し、ダミーウェイトを搭載し、実験に臨んだ。また、ロケットの高度や姿勢計測についてはイベント運営より支給していただいたちょっとすごいロガーを用いて計測を行う予定であった。下図 3.4.1 に分離回路搭載の様子を示す。また、図 3.4.1 から順に分離回路搭載時の様子、フライトピン固定の様子、フライト前分離回路電源 ON の確認の様子を示す。

表 3.4.1 分離回路、回収用テレメータ主要諸元

寸法	[mm]	Φ110×高さ 123 (アンテナを含む)
質量	[g]	580 (ペーク板含まず)
バッテリー	-	リチウムイオン電池 1 次電池 CR123A (TOSHIBA 製リチウムイオン電池)
無線機	-	特定小電力シリアルデータ伝送無線モデム U-1-1252 (送信出力 10mW, 2 値 FSK, 1252MHz 帯使用) (株式会社サーキットデザイン)
計測対象	-	GPS, 気圧, 温度, 加速度, ジャイロ



図 3.4.1 分離回路搭載の様子（1 段目分離機構の下部モジュール）  
\* 黒いモジュールが分離回路用水密ケースである。

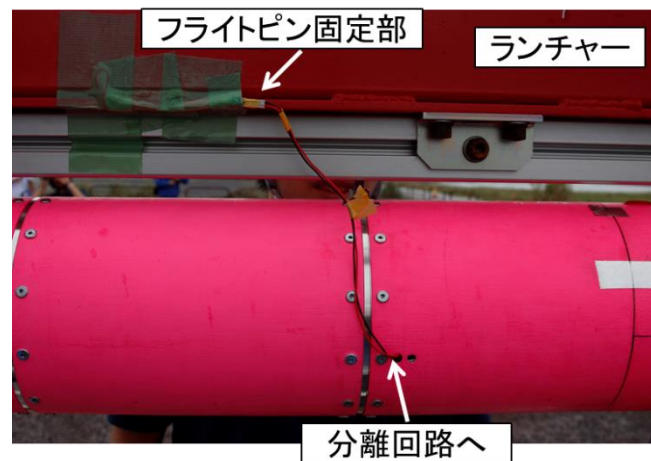


図 3.4.2 フライトピンの固定（ランチャー上）



図 3.4.3 分離回路の電源 ON 確認用 LED 点灯の確認（打上前 25 分前）

表 3.4.2 フィン周り計測回路主要諸元

寸法	[mm]	Φ150×高さ 100 (アンテナを含む)
質量	[g]	200
バッテリー	-	リチウムイオン電池 1 次電池 CR123A (TOSHIBA 製リチウムイオン電池)
計測対象	-	圧力, 歪み, 温度, 加速度, ジャイロ

計測機器の搭載はダミーウェイトにて重量などの調整を行ったが、ピトー管自体の搭載はそのまま行い、以下の固定方法で実験に臨んだ。ピトー管の材料は、外形Φ2.6 m 0.3 のステンレス中空丸棒を使用し、PISCO の外形 4mm チューブ、4mm チューブ用エルボコネクタを用いて、フィンに固定、モータチューブに PISCO4mm 用のチューブ穴を開け、センサ部まで延長した。

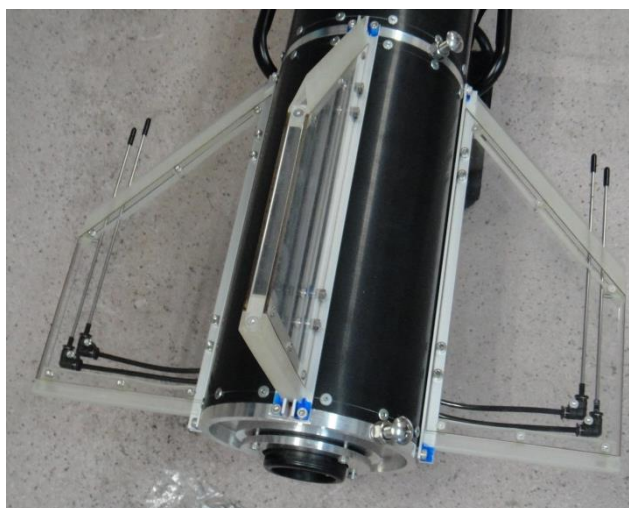


図 3.4.3 ピトー管固定の様子

#### <結果>

ロケットが弾道落下したため、搭載していた計器を回収できず、データ検証に至らなかった。このため、映像・画像情報をもとに時系列で何が起きていたかをまとめる。またランチャ上で動き始めを  $X+0$  s とする。射点の付近に設置したビデオカメラから音データを抽出したグラフを図 3.4.4 に示す。



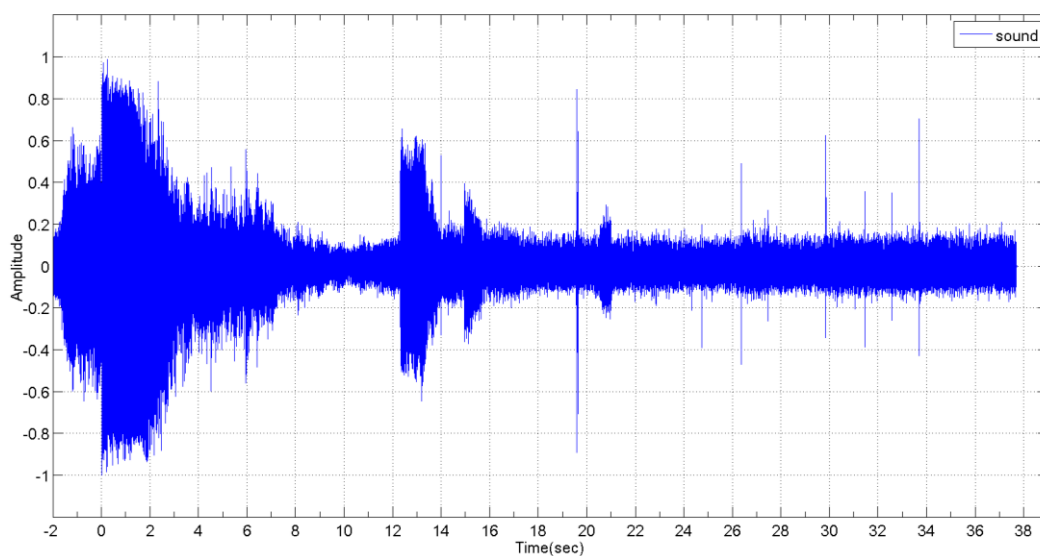


図 3.4.4 射点カメラの音抽出データ（時間軸）

X+0.0 s	ランチャ上で動き始める，燃烧音
X+5.9s	ノーズコーンの傍らの脱落音？
X+12.2s	音 1：高い音始め（ポーという音，445Hz にスペクトルピーク）
X+14.9s	音 1：高い音終わり（ポーという音）
X+14.9s	音 2：高い音始め（ピューという音，1007Hz にスペクトルピーク）
X+15.6s	音 2：高い音終わり（ピューという音）
X+19.6s	空圧弁の開閉音
X+20.4s	音 3：高い音始め（281～1857Hz にまんべんなくスペクトルが増加）
X+20.9s	音 3：高い音終わり
X+24.8s	不明音 1
X+26.4s	不明音 2
X+27.5s	不明音 3
X+29.9s	不明音 4
X+31.3s	着水音 1
X+32.6s	不明音 5
X+33.6s	着水音 2

音からでは空中でのイベント音の発生時刻を推定することはでき、X+5.9 s 付近でノーズコーンの脱落が確認されている。X+12.2～20.9 s に関してはモータの異常音等が考えられるが、現状では判断材料が少ないため、断定はできない。X+24.8～33.6 s までは、着水音かまたは風、周囲の落下物等も考えられるが、X+31.3 s、X+33.6 s は確実に機体一部かカンサットのどちらかの着水音と断定できる。

### 失敗の原因、解決策

搭載計器では、タイマー分離が誤作動をしたことで分離機構が上昇途中で駆動してしまった場合が考えられる。当初の予定では、 $X+19\text{ s}$ 、 $X+71\text{ s}$  で分離信号を出力し、分離機構の駆動モータを回転させていたが、 $X+5.9\text{ s}$  で分離したことからフライトピンがフライト前 13 秒前に抜けていないかを画像から判断した。充填時に機体が機軸方法にほぼ動いてないことからこの可能性はないと判断している。原因追求にはデータが必ず必要であるため、多少なりともデータダウンリンクを行い、時系列データをまとめる必要がある。今回は、テレメータを搭載できずに、今回の原因追求には使用できなかったため、今後は、テレメータ搭載・動作を最優先とすべきである。

## 3.5 ペイロード

### <概要>

本ペイロードはフライバック型のカンサットである。ロケットから座標データを受け取り、ロケットの降下位置に自立制御でフライバックすることを目的とした。本イベントに向けて開発したカンサットを図 3.5.1 に示す。本カンサットはプロペラを動力としている。筐体をアルミで製作し、GPS や通信機のアンテナなど電波を取り扱うものは塩化ビニルを真空成型で作成したカバーで覆っている。また、カバー後方に取り付けているサーボモータによりパラフォイルを制御する。機体後方に取り付けた測距センサとサーモセンサはそれぞれ機体と障害までの距離や温度を計測することが出来るため、気圧センサを用いて行った放出認定のバックアップとして利用した。当初は、ロケットとカンサット間で相互通信を行うことでロケットへの自立制御を行う予定であったが、ロケット・カンサットの開発全体に遅れが生じていたため、ミッションを変更して定点への自立制御へと変更した。表 3.5.1 にカンサットの主要諸元を示す。またカンサットのメイン回路と電源回路を図 3.5.2 に示す。

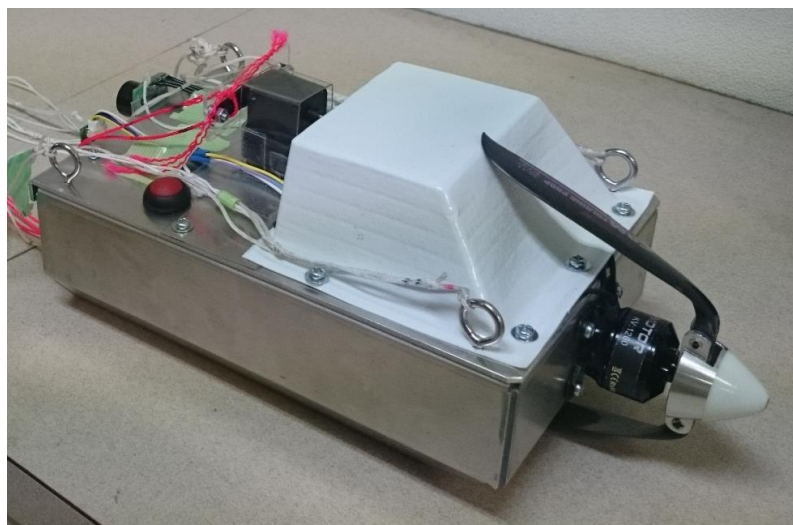


図 3.5.1 カンサット

表 3.5.1 カンサット主要諸元

寸法	[mm]	φ138×400(パラシュート含む)
質量	[g]	1300(パラシュート含む)
バッテリー	-	リチウムポリマー電池(BL3S3300C40) リチウムイオン電池(NCR-18650B)
無線機	-	TWE-Strong
計測対象	-	GPS, 気圧, 加速度, ジャイロ, 測距, サーモ

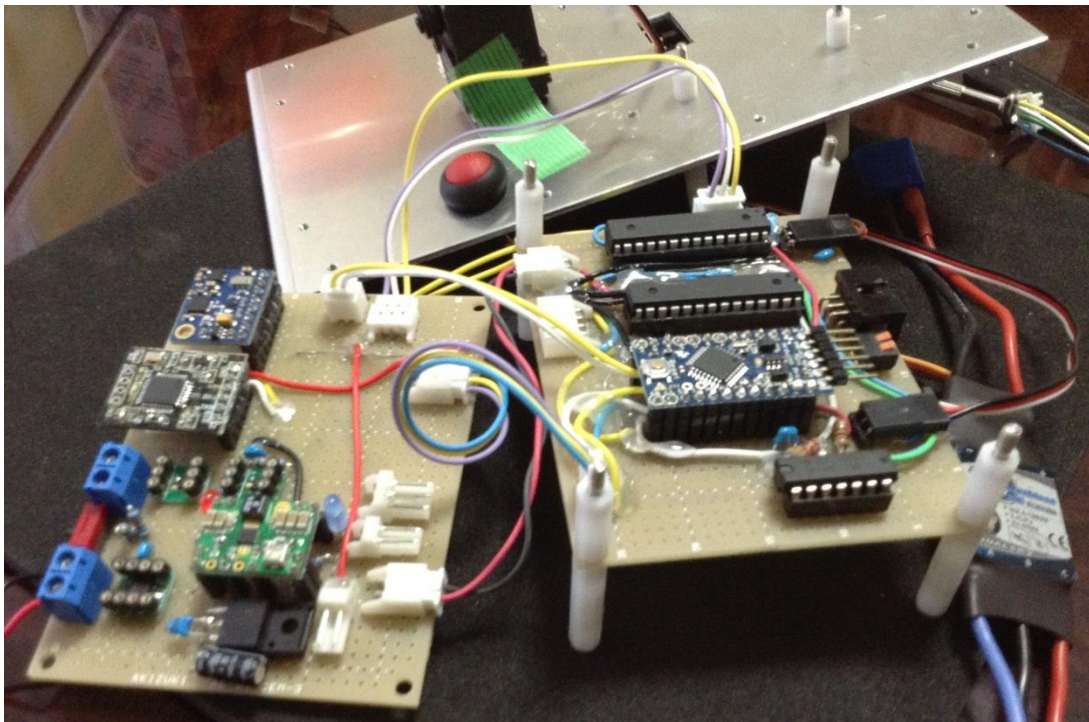


図 3.5.2 カンサットメイン回路・電源回路

## &lt;結果&gt;

ロケットが上昇中にノーズコーンが脱落し、同時にカンサットが放出された。上昇中に放出されたためオープニングショックに耐え切れず機体からパラフォイルが切り離されてしまった。そのため行う予定であったミッションを遂行できず、また搭載していた計器からデータを回収することが出来なかった。地上局とカンサット間を通信していたが、カ

ンサットの起動時アンテナとの距離が数 100 m 離れていたためか通信機同士の同期がとれず通信を行うことが出来なかった。

本開発では合計 4 つのマイコンにそれぞれ役割を分担して、相互通信を行う仕様で開発を行い上手く動作した。バッテリーとしてリチウムイオン電池を用いたため、電源回路に安全回路や逆差対策回路を組み込み、その結果上手く動作するなど当初予定した各種仕様を満たすことが出来た。その反面、開発を行うことで幾つかの問題も生じた。一点はスケジュールの管理・進捗状況の把握等に不備があった。これはカンサットチームに対しても専属のプロジェクトマネージャーを用意することで解決することが出来る。またチームビルディングは重要であり、それら次第で開発が円滑に進むかに関わってくることがわかった。

## 4. 今後の課題と展望

本プロジェクトは複数団体が集まった学生団体である。これにより各団体が持つ長所を融合することで 1 団体のみでは成しえないミッションが達成できると考え、最終的には学生発のロケットで学生発の人工衛星を宇宙に輸送することを見据えている。そのため、今回は非常に実践的、学術的なミッションとなっていることが特徴である。

今回遠隔開発を行うにあたり、技術力とこれまで培われてきた経験が豊富な修士 2 年正の学生を主軸とすることで、直接顔を合わせるが出来ないデメリットの部分の補えと考へた。実際、設計において 3DCAD を活用しての情報交換や自身がすべきタスクを把握する能力は、他の団体に劣らなかったと考へている。しかしながら、所属大学および研究室が異なることでスケジュールが合わなくなることや、大学間の輸送に時間を費やしてしまったためにスケジュールが遅れ、実際機体が完成したのは打上げ間近であった。打上げ実験を経て、弾道落下してしまいデータの収集が出来ずに、失敗という形となってしまった。ただ、打上げ実験当日に至る過程において遠隔で開発を行う上でのマネジメントや開発における情報共有を実践的に体験することで非常に価値ある成果を得たと考へている。

今後の課題としては、遠隔開発をいかに解消するかということと、加えてタスクをいかに分担するかである。今回は特に 1 人に負担が掛かりすぎてしまう事態となったために、これを打開する策を模索する。また今回のプロジェクトでは、技術継承を念頭に修士 2 年の学生のみならず多くの下級生をサポートメンバーとしてプロジェクトに参加して貰った。最終的な目標であるロケットの輸送機としての役目を達成するためには本プロジェクトは単年で終わるものではないため、次の代、さらに次の代と続き、最終目標が達成できるように技術および経験を継承して行きたいと考へている。

## 5. その他

### 【謝辞】

円陣スペースエンジニアリングチーム様には、二段分離に関わる構造，設計，製作と多大なるご協力を頂きました。太平自動車学校様には、ロケットエンジンに係る費用の援助を頂きました。UNISON 様には、資金面ならびに他団体の学生との技術交流の場を設けて頂きました。たくみ精密钣金様，光陽技研様にはペイロードの筐体の設計時における助言，および製作にご協力頂きました。

上記企業・団体のご協力ご支援がなければ，本プロジェクトの打上げ実験に辿りつけませんでした。この場をこの場を借りて，改めてお礼申し上げます。誠にありがとうございました。

NPO 法人 円陣スペースエンジニアリングチーム 様



<https://www.facebook.com/eset.web>

太平自動車学校 様

Driving School TAIHEI



<http://www.t-dr.com/>



NPO 法人 大学宇宙工学コンソーシアム UNISON 様



<http://www.unisec.jp/unison/>

たくみ精密鋳金 様



<http://takumi-s.p-kit.com/>

光陽技研 様



光陽技研





【集合写真】



(\*/ω=\*)7A

